

翼端間隙を有するタービン翼列の流れ解析

野崎 理* 田村 敦宏*
渡辺 紀徳** 金沢 功***

Numerical Simulation of the Flowfield Through
a Turbine Blade Row with Tip Clearance

by

Osamu NOZAKI
National Aerospace Laboratory
Atsuhiko TAMURA
National Aerospace Laboratory
Toshinori WATANABE
Tokyo University of Agriculture and Technology
Isao KANAZAWA
National Space Development Agency of Japan

ABSTRACT

Three dimensional viscous flowfield through a linear turbine blade row with tip clearance leak age was numerically simulated. Flowfield was decomposed to a H-grid region on the blade tip and a C-grid one around it. Navier-Stokes equations were solved in each of them and the boundary conditions between them were connected with each other. In case of low incidence angle, the computed results for the total pressure loss in a downs tream section and limiting stream lines in a horizontal section showed qualitatively good agreement with experimental data.

1. はじめに

タービン、圧縮機など回転機械の性能はその翼端間隙の存在により大きく影響されるが、その翼端間隙を過ぎる流れの詳細なメカニズムは実験では測定が難しく未解明の部分が多い。そこで著者らは翼端間隙を有する翼列の三次元粘性流れを求める数値解析法を開発した。これは図1のように翼の周りに形成したC型格子を翼端側の壁まで積

み上げ、翼端間隙部分にH型格子を埋め込むことにより複雑な翼端部の現象をとらえるものである。すでに平板翼列についていくつか計算を行い、実験と比較的良好一致を得ている¹⁾。

本研究では、山本ら²⁾によりすでに風洞実験が行われている転向角の大きいタービン翼列の流れをこの方法を用いて解析し、実験結果との比較を行い、本手法の妥当性を定性的に議論することを目的としている。

記号の説明

C : コード長

C_{ax} : 軸方向コード長

* 航空宇宙技術研究所
** 東京農工大学
*** 宇宙開発事業団

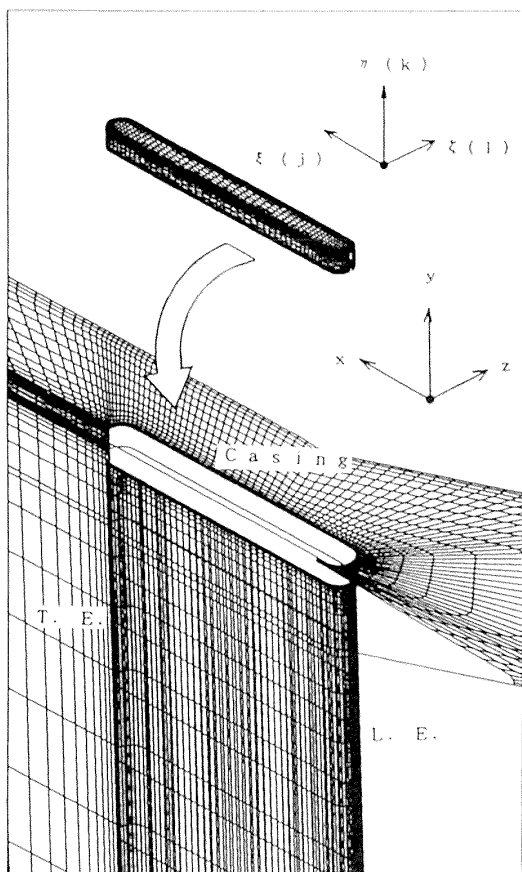


図1 翼端間隙の扱い方

- X : 軸方向位置 (前縁の位置で $X=0$)
- S : ピッチ
- H : スパン
- d : 翼端間隙
- M_i : 流入マッハ数
- M_e : 流出マッハ数
- i : 入射角
- β : 流入角
- Re : レイノルズ数

2. 計算方法および計算条件

計算を行った翼列は図2に示す直線タービン翼列である。ソリディティーは $C/S=1.20$ 、アスペクト比は $H/C=1.37$ 、翼端間隙は $d/H=0.027$ である。また設計の転向角は 107.1° である。コード長は $C=73.5\text{mm}$ である。

図3は計算格子のあるスパン方向断面を翼端側から見た図である。このように流れ場を2つの領域に分け、翼の周りにC型格子、翼端部にH型格子を形成する。それぞれの領域について、Fujii-

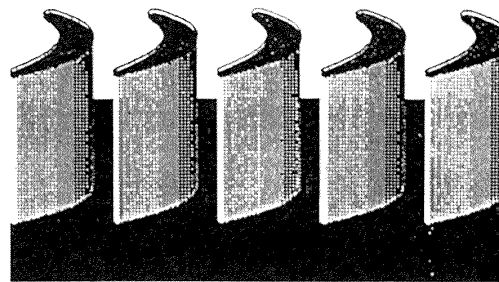


図2 直線タービン翼列の形状

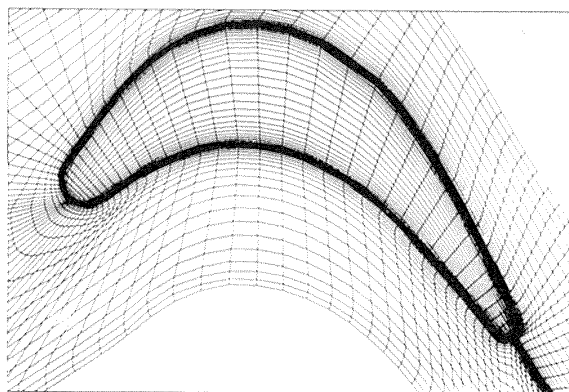


図3 C型格子とH型格子

Obayashi³⁾のLU-ADI法を用いて、薄層近似ナビエ・ストークス方程式を解き、お互いの境界面で解を接続することにより全体の流れ場を求める。図4は間隙付近の計算格子で、翼を含む流れ方向断面を上流側から見たようすを簡単に示してある。このように2つの計算領域の接続部は1格子分ずつ重ねてあり、ここでの境界条件としてそれぞれの相手側の計算領域の対応する内点の値を使用することにより、解を接続している。

その他の境界条件は文献4と同様に、上流境界では全圧、全温、流入角を一定とし、下流境界では静圧のみを固定する。周方向境界では隣合う領域間で重なった格子を用いており、反対側の境界の一つ内側の点の値を内挿して境界条件としている。

対応する風洞実験²⁾は下流マッハ数が $M_e \approx 0.1$ であるが、本計算では $M_e \approx 0.5$ とし、レイノルズ数を実験とはほぼ同じく $Re=2 \times 10^5$ とした。流入角は (a) $\beta=57.0^\circ$, (b) 49.8° , (c) 41.5° , (d) 26.5° , (e) 6.5° について計算を行った。ただし、入射角はそれぞれ (a) $i=7.2^\circ$, (b) 0.0° , (c) -6.2° , (d) -23.3° , (e) -43.3° に相当する。乱流モデルは使用していな

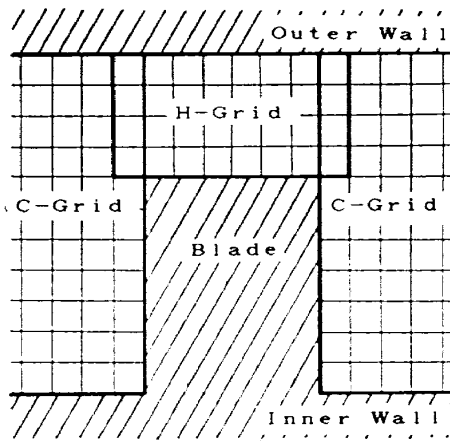


図4 格子の接続

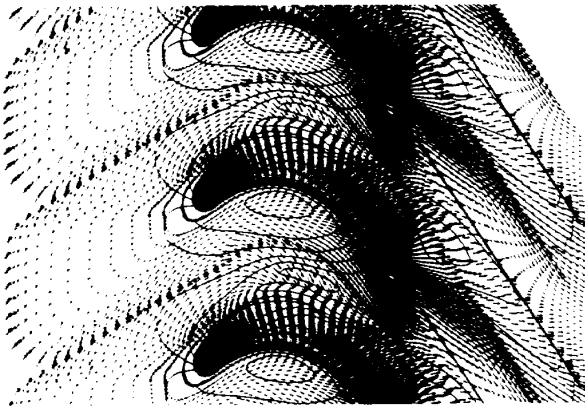
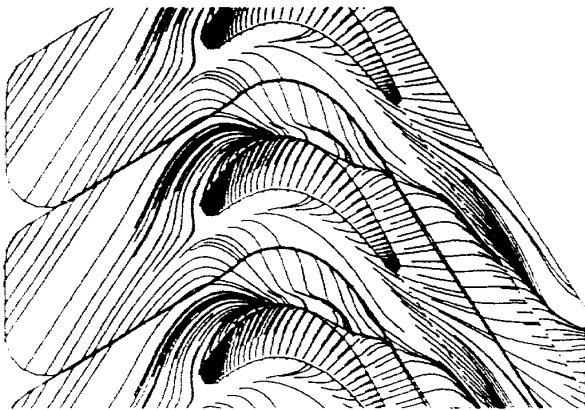


図5 計算による間隙の中の流れ ($\beta=57^\circ$)

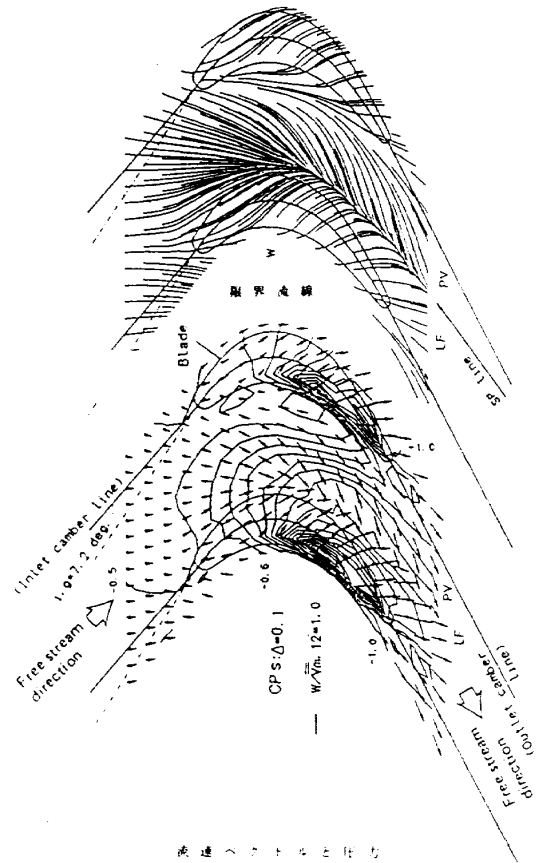


図6 実験による間隙の中の流れ ($\beta=57^\circ$)

通る流れが翼端付近で外壁に向かって上昇し間隙の中に向かうために、翼端面付近は部分的に逆流し剥離泡が存在する複雑な流れになることが文献1で示されているが、この図のように翼端間隙の中央では全体的に圧力の高い翼の腹面側から圧力の低い背面側に向かって横断するように流れている。一方、翼端間隙の無い場合にも現われる、翼間流路を腹面側から背面側に向かって流れる二次流れも存在し、洩れ流れと二次流れとが翼背面側中央付近から下流にかけて合流し、壁から離れて行く模様が見られる。

対応する実験結果について同様な表現をしたのが、図6である。静圧分布、間隙内の流線については数値解析と実験がほぼ一致しているが、翼列上流の流れの向きが実験ではほぼ軸方向に向いているのに対し、計算結果は流入角に沿っている点が違う。このように実験では上流の流れ方向が側壁付近で変化する場合があります、これは二次流れ、洩れ流れに少なからず影響を及ぼす。内部流を解析するためには、このような複雑な現象に対応で

3. 計算結果

図5は $\beta=57^\circ$ の場合の翼端間隙中央の流速ベクトルと静圧分布、流線を示したものである。翼端腹面側のエッジで静圧が急激に変化するが、背面側では変化が比較的滑らかである。翼の腹面側を

い。

きるよう、きめの細かい境界条件の設定が必要である。

図7は翼列下流断面($X/C_{ax}=1.239$)の全圧分布と流速ベクトルを実験と比較したものである。(a)~(e)の流入角のそれぞれについて左側が実験結果、右が計算結果である。全圧は等高線で表示し、流速については、計算はその面上での、実験はミッドスパンでの流量平均からの差を矢印で表わしてある。全圧についてはハブ付近を除いてほぼ実験と一致しているが、速度ベクトルは合っていない。

図8は全圧の流れ方向変化を示したものである。翼列の中と後縁付近、そして下流に2つの計4断面を置き、それらの面上で全圧分布を等高線で表してある。翼列の中では Leakage Vortex と Passage Vortex とが識別できるが下流に進むにしたがってぼやけて行く。

図9は、これらのデータから一定の全圧の等高線のみを流れ方向に並べたものである。損失の大きい領域の占める割合、広がり方などが直感的に理解できる。翼列後半から内壁、外壁付近に現われる薄い層は壁の境界層による損失を表わし、翼列の後半から翼端の洩れ流れによる損失、ミッドスパンにおける翼背面での剥離による損失も現われている。(e)の $\beta=6.5^\circ$ の場合は、翼背面の剥離による損失の大きい領域が下流に進むにしたがって内壁に向かって沈み込んでいるのが特徴的である。

図10は翼面、翼端面の限界流線、翼背面と翼端面付近を始点とする流線、そして、下流の全圧分布をまとめて描いたものである。

全体的にみると、 $\beta=57.0^\circ$ から最も剥離の少ない $\beta=26.5^\circ$ まで流入角を減少させていくと、洩れ流れを除いた領域では翼表面近くにはほぼ上下対称の逆流域が存在しており、洩れ流れの影響は流路全体には及んでいないようである。むしろ流入角の小さい $\beta=6.5^\circ$ の場合は腹面側で大きな剥離が起り、流路がかき乱されて上下対称でなくなる。

4. 結 論

翼端間隙を有する直線タービン翼列を過ぎる流

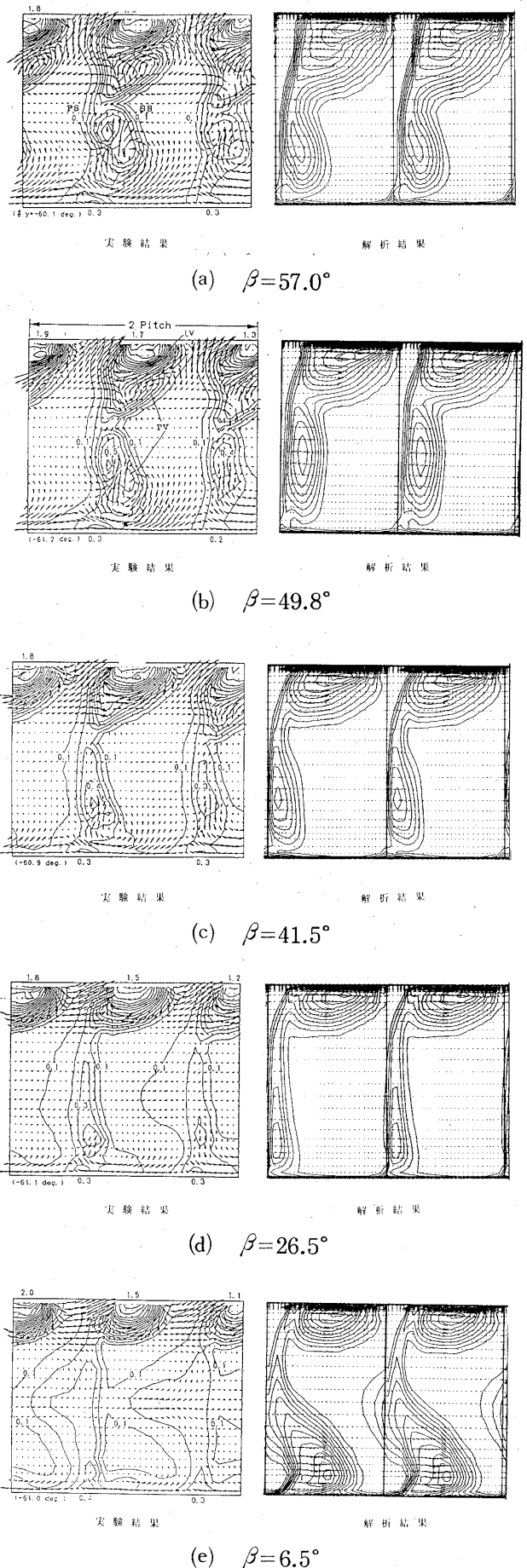
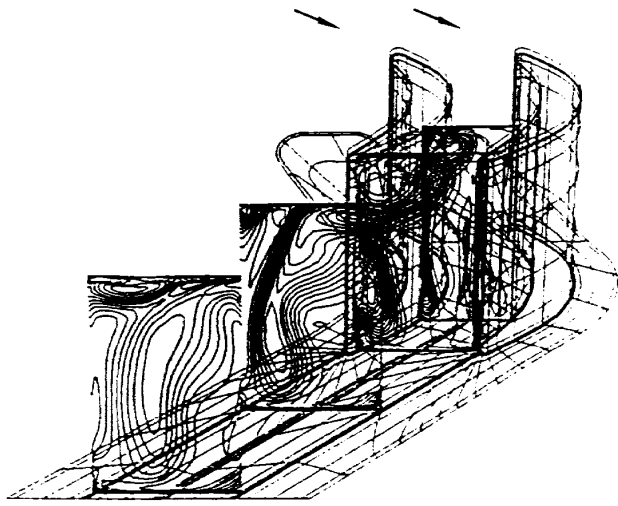
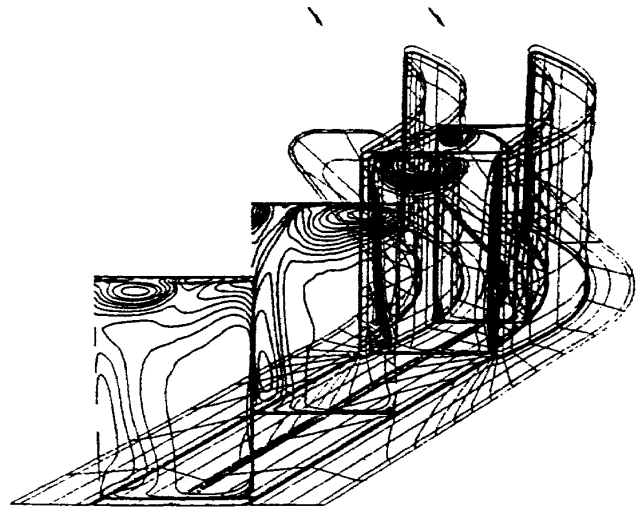


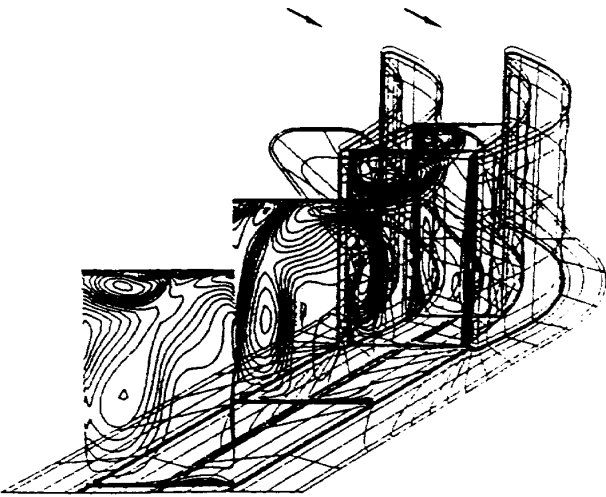
図7 翼列下流の全圧と流速ベクトル



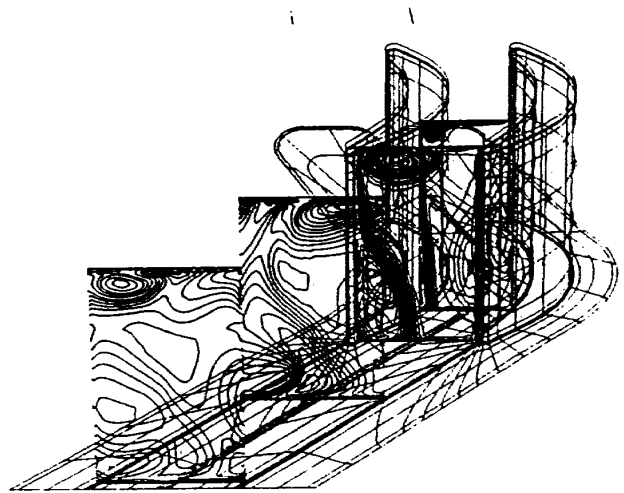
(a) $\beta = 57.0^\circ$



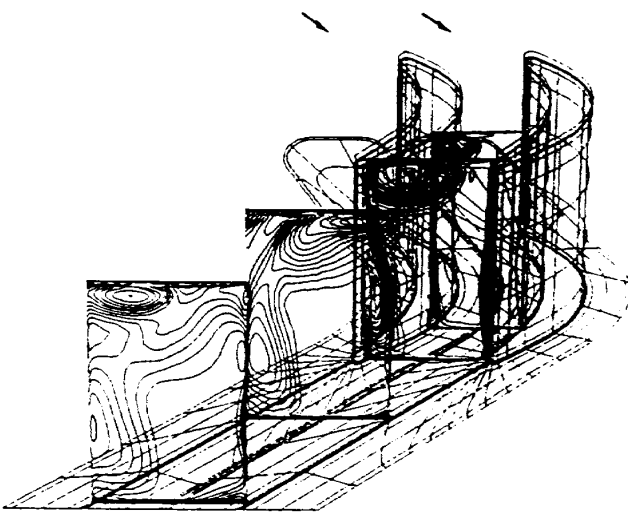
(d) $\beta = 26.5^\circ$



(b) $\beta = 49.8^\circ$



(e) $\beta = 6.5^\circ$



(c) $\beta = 41.5^\circ$

図8 全圧の流れ方向変化

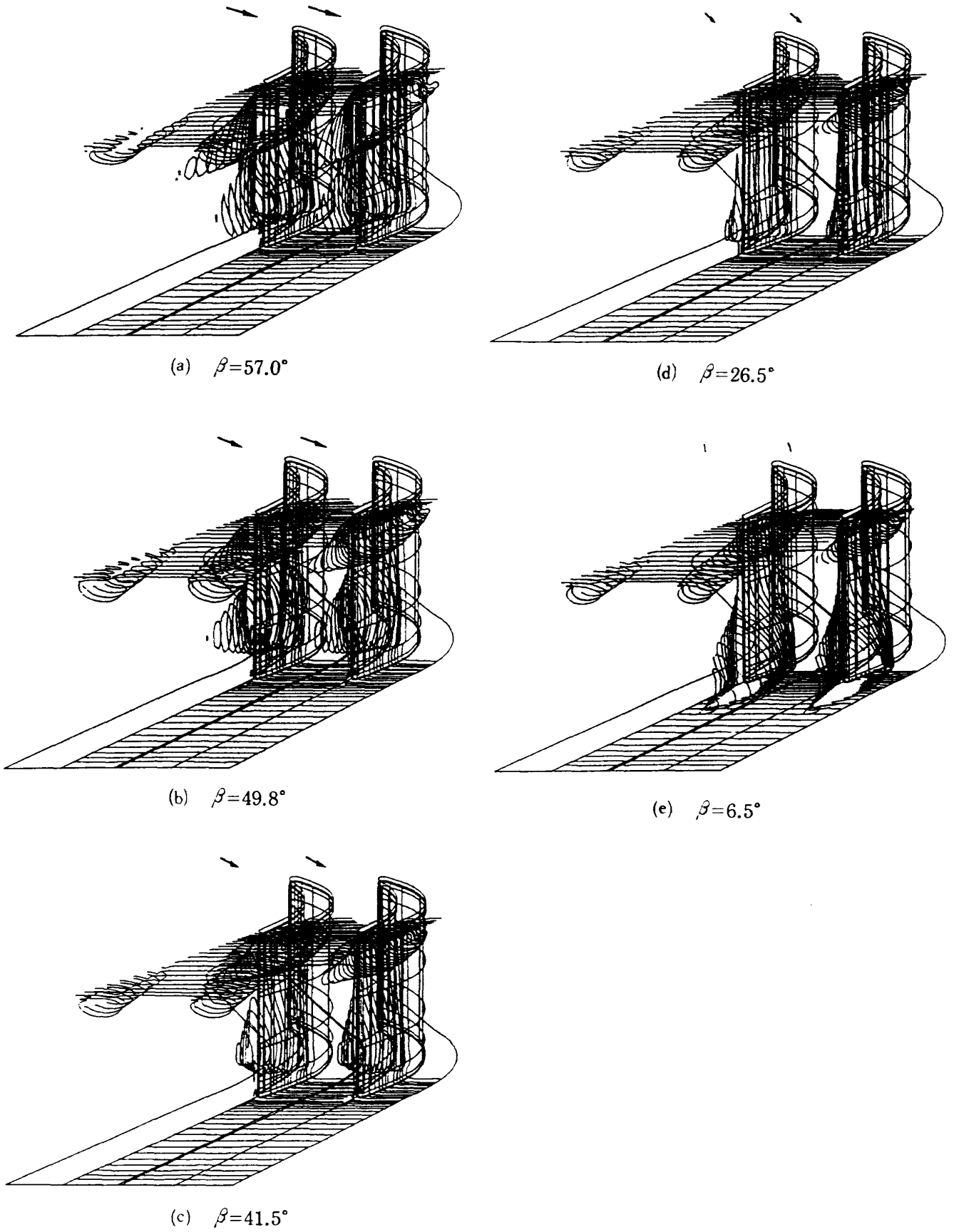
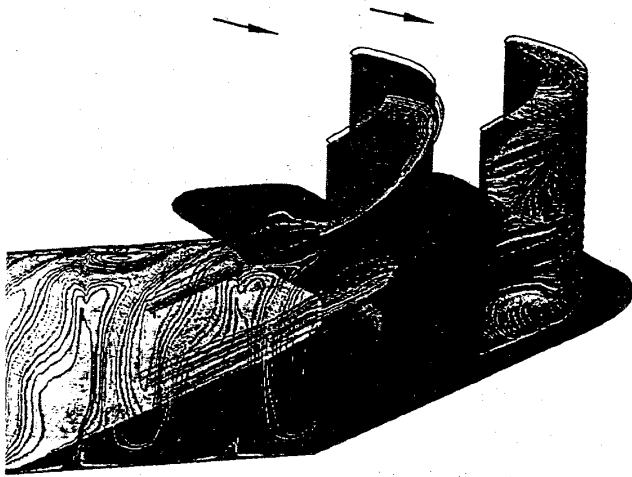
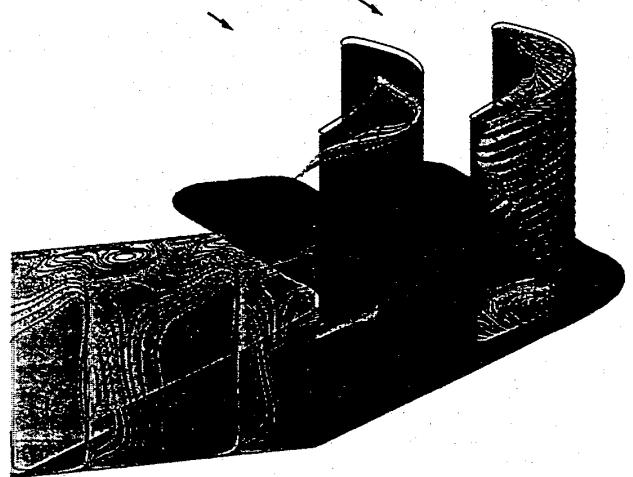


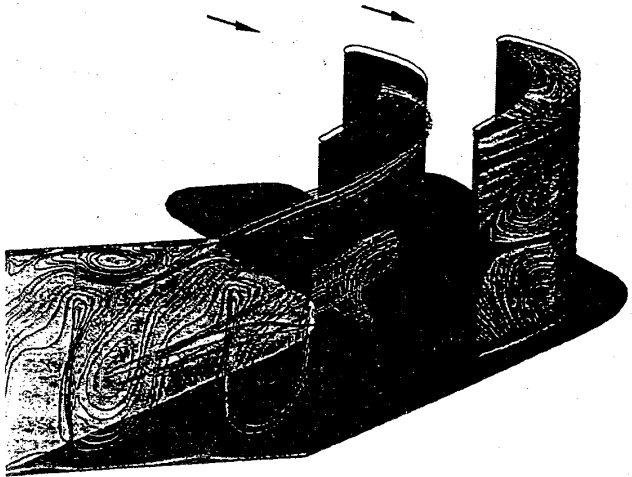
図9 損失の大きい領域



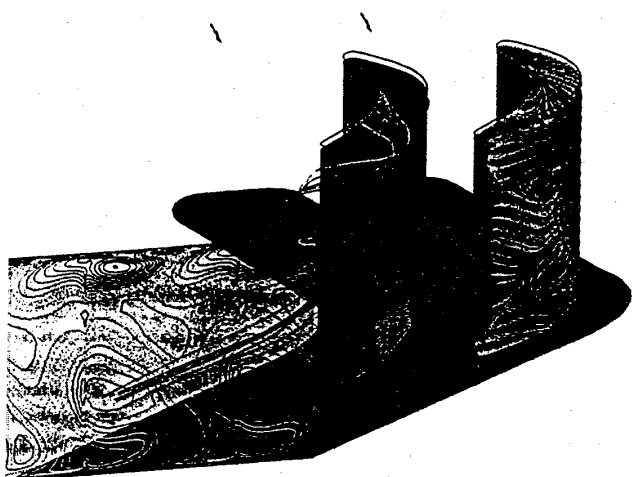
(a) $\beta=57.0^\circ$



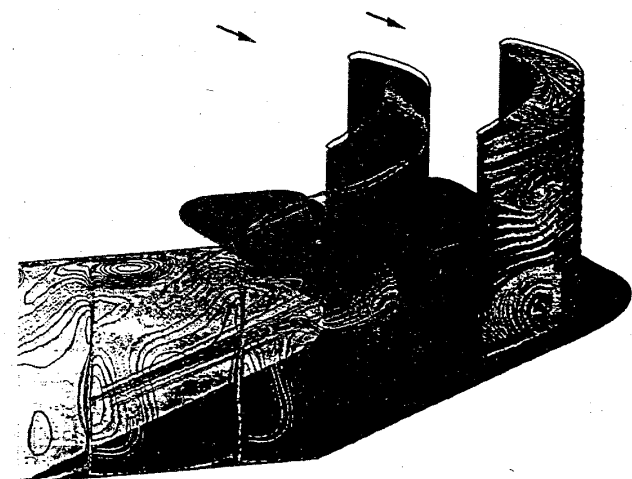
(d) $\beta=26.5^\circ$



(b) $\beta=49.8^\circ$



(e) $\beta=6.5^\circ$



(c) $\beta=41.5^\circ$

図10 間隙および翼表面付近の流れと全圧損失

れの数値解析を行い、実験と比較した結果、

(1) 入射角の小さい場合は、翼端間隙内の圧力分布、速度ベクトル、また、下流の全圧分布などが定性的に良く予測できた。

(2) 入射角が負で腹面側で失速している場合、計算が収束せず、実験との比較は困難である。

(3) 実験結果との不一致の原因としては、まず第一にマッハ数を実験条件に合わせてないことが挙げられ、今後マッハ数の高い実験結果により検証を行わなければならない。さらに、上流境界条件が実験のように分布させてないこと、乱流計算でないこと、また薄層近似であることが挙げられる。これらも今後改良していくべき課題である。

参 考 文 献

- 1) 渡辺, 金沢, 野崎, 田村: 翼端間隙を有する翼列内の流れの数値解析, 第7回航空機計算空力シンポジウム論文集, 航技研特別資料, 1989.
- 2) Yamamoto, Mimura; Interaction Mechanisms Between Tip Leakage Flow and the Passage Vortex in a Linear Turbine Rotor Cascade, 航技研 TR-983T, 1988.
- 3) Fujii, Obayashi; Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows, AIAA Paper 86-0513, 1986.
- 4) Nozaki, Nakahashi, Tamura; Numerical Analysis of Three Dimensional Cascade Flow by Solving Navier-Stokes Equations, Tokyo International Gas Turbine Congress, 87-TOKYO-IGTC-43 (1987).